第 38 卷第 4 期 工 程 热 物 理 学 报 Vol.38, No.4
2017 年 4 月 JOURNAL OF ENGINEERING THERMOPHYSICS Apr., 2017

等离子体激励在滤清器中应用的试验研究

徐文峰 孙 鹏 钟兢军

(大连海事大学轮机工程学院，大连 116026)

摘 要 本文对采用等离子体激励控制滤清器惯性级中的气流分离进行了试验研究。采用粒子成像测速技术 (PIV) 测量 3 种不同位置处等离子体激励下的惯性级大分离位置处的速度流场。试验结果表明：等离子体激励产生的诱导气流对流场注入能量，能够增大出口气流的纵向分速。激励的效果与激励位置有关，激励位置越靠近气流分离点，激励效果越明显，出口气流纵向分速越大。因此，选取合适的等离子体激励器贴附位置，可以提高等离子体激励对惯性级中总压损失的控制效果。

关键词 等离子体激励；惯性级；流动控制；粒子成像测速技术
中图分类号: O351 **文献标识码**: A **文章编号**: 0253–231X(2017)04–0754–08

Experimental Study on the Application of Plasma Excitation in Filter

XU Wen-Feng SUN Peng ZHONG Jing-Jun

(*Marine Engineering College of Dalian Maritime University, Dalian* 116026, *China*)

Abstract This paper presents the experiment which is about controlling the air separation in the filter inertia stage through adding the plasma excitation. Velocity flow field of inertial stage with 3 different the plasma excitation positions is measured by the particle imaging velocimetry technique(PIV). Test results indicate that the induced airflow generated by plasma excitation can be injected into the flow field, which can increase the axial velocity of the outlet gas flow. The effect of the excitation is related to its position, the closer to the separation point of the flow, the more obvious excitation effect, the greater the axial velocity of the outlet air flow. Therefore, it can be obtained better results to control the total pressure loss in inertial stage through selecting the appropriate plasma actuator attachment position.

Key words plasma excitation; inertial stage; flow control; particle image velocimetry

0 引 言

随着舰船技术的不断发展和提高，燃气轮机逐渐成为各国海军舰船的动力来源。燃气轮机单机进气量大，例如 LM2500 燃气轮机的进气量为 65 kg/s，GT25000 燃气轮机的进气量为 82 kg/s，更大功率燃气轮机的流量可高达 150 kg/s [1]。在海洋环境中，空气内含有大量的盐、油污、沙尘等杂质。这些杂质不但造成燃气轮机低温部件的污染，而且由于盐分的引入，还会严重影响燃气轮机的性能和工作可靠性。因此为了保证燃气轮机能够在海洋环境中平稳可靠的运行，需要对燃气轮机进气系统加装滤清装置，尽量避免硫化腐蚀现象的发生。通常舰船用燃气轮机采用组合式三级滤清器，其主要气动部件 – 惯性级中偏折角大，产生气流分离，造成较大的总压损失。而燃气轮机的性能对进气压力的变化极为敏感，每产生 100 mm 压力损失，燃气轮机功率将损失 2%[2]，所以提高惯性级分离效率的同时降低流动阻力具有重要的工程意义。

抑制气流发生分离的方法有主动流动控制和被动流动控制。近年来，等离子体激励的主动流动控制方法引起学者的广泛关注。它具有无运动部件，响应速度快，装置成本低，可利用微量、局部的气流扰动来控制大流量、全局性的气流等特性。传统等离子体激励器通常能产生 0.10~0.20 N 的体积力，使静止空气加速到 3.0~6.0 m/s [3]，一些研究表明，连续作用的等离子体激励器有效抑制流动分离的来流速度范围在 30 m/s 以内 [4–6]，更加适用于低速流体的气流分离的控制。基于介质阻挡等离子体激励的主动流动控制技术，在控制流动分离、减阻增升、噪音抑制

收稿日期：2016-12-30; **修订日期**：2017-03-21
基金项目：国家自然科学基金面上项目 (No.51576024)；国家自然科学基金重点项目 (No.51436002)；中央高校基本科研业务费专项资金资助 (No.3132016202)
作者简介：徐文峰 (1993–)，硕士研究生，主要从事发动机气动热力学研究。 **通信作者**：孙 鹏，教授，sunpeng-KIT@dlmu.edu.cn.

等方面具有突出的表现 [7]，成为近年的研究热点。

国内外研究人员做了许多相关性研究，T. C. Corke 等 [8] 研究了单介质阻挡放电等离子体激励器的结构，在分析等离子体流动控制原理的基础上，提出了平板边界层蠕动加速的概念。M. L. Post 等 [9] 的试验研究结果证明，等离子体激励能够有效地控制飞行器翼表流动分离，并推迟流动的分离迎角。安治永等 [10]、宋慧敏等 [11] 对不同等离子体激励器的电场特性进行研究，分析了电场分布对等离子体运动的影响。Roth 等 [12] 利用沿面等离子体对二维翼型流动分离进行控制。何伟等 [13] 利用 DBD 等离子体注入能量抑制翼尖涡。王学德等 [14] 利用等离子体激励器对叶珊中分离流动进行控制。

本文将单极介质阻挡等离子体激励器应用在滤清器的惯性级中，利用激励器产生的诱导气流来，给分离区注入能量，抑制分离区气流分离，减小滤清器的总压损失。通过采用粒子图像测速仪 (PIV) 获得分离区的流场速度云图并进行分析研究，对比激励前后流场的变化，判断等离子体激励对滤清器内气流分离的影响效果。

1 研究对象

本文研究对象是组合式三级滤清器的主要气动部件 – 惯性级，通常惯性级由两级折板和一级稠密无纺织纤维层组成，每级折板都有两个大折转。为简化试验装置并方便 PIV 激光投入待测区域流场，本文仅选取惯性级内一级折板流道进行研究，在折板流道内的分离位置施加等离子体激励，模型具体尺寸如图 1 所示，并在图中给出本文的方向规定法则，纵向 X 和径向 Y 方向如图所示，横向方向为垂直于纸面向里。

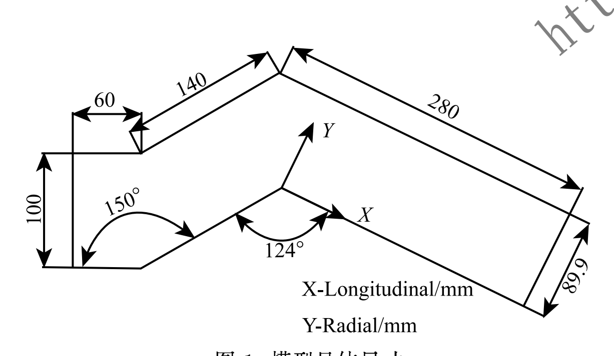


图 1 模型具体尺寸

Fig. 1 Shape and size of the model

2 分离范围确定

方虹毅等 [15] 的相关实验研究证实在机翼分离点周围增加等离子体激励能够得到最好的流动控制效果，王斌等 [16] 的相关研究也证实了这一点。研究表明，等离子体激励器的位置对于能否抑制流动分离非常重要。因此本文在开展试验研究前，先通过数值模拟确定惯性级内气流分离的起始位置和分离范围，进而确定激励器贴附位置。

2.1 数值建模与计算设置

惯性级的三维结构由 UG 软件生成，为了保证试验与数值计算的准确性，本文采用等比例建模，利用 GAMBIT 软件进行模型的网格划分，采用分区结构化网格，在边界和试验段处加密，最终网格如图 2 所示，网格总数为 2.4×10^6。

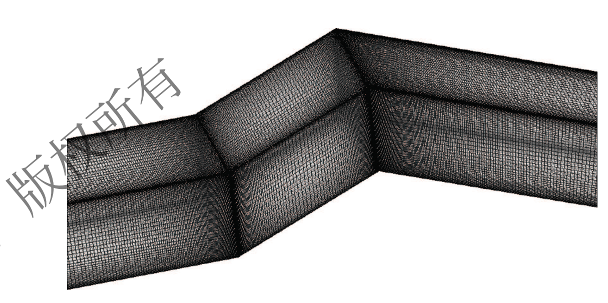


图 2 网格结构

Fig. 2 Grid structure

流场求解选用商用软件 FLUENT，采用基于压力法的隐式求解进行定常计算，湍流模型选用 k-epsilon 模型，压力速度耦合求解采用 SIMPLE 算法，采用二阶迎风格式进行离散。进口给定速度进口，根据拟开展的试验条件，分别给定进口气流速度为 3 m/s、6 m/s、9 m/s、10 m/s、12 m/s 和 15 m/s。出口背压给定标准大气压。

2.2 分离位置确定

通过对数值模拟计算结果处理，得到如图 3 所示的不同来流速度时惯性级横向位置 50%处截面数值计算结果的速度场云图。通过对比不同来流速度流场流线的分布情况，可以清楚的判断出惯性级内的分离区主要位于转折点后，随着来流速度的增大，纵向影响范围几乎不发生变化，径向影响范围略微减小。

为方便分析，在图 4 中给出了分离点、再附点和转折点的位置关系示意图，分离点距离转折点的纵向距离为 x_1 再附点距离转折点的距离为 x_2。

图 5 为 x_1 与来流速度 V 之间的关系曲线，可以看出随着进气流速的逐渐增加，分离点与转折点之间的距离逐渐增加，增加的幅度逐渐降低，分离点的位置集中在距离转折点 2 mm 位置附近，从而确定第一条激励器的贴附位置为距离转折点 2 mm 处。

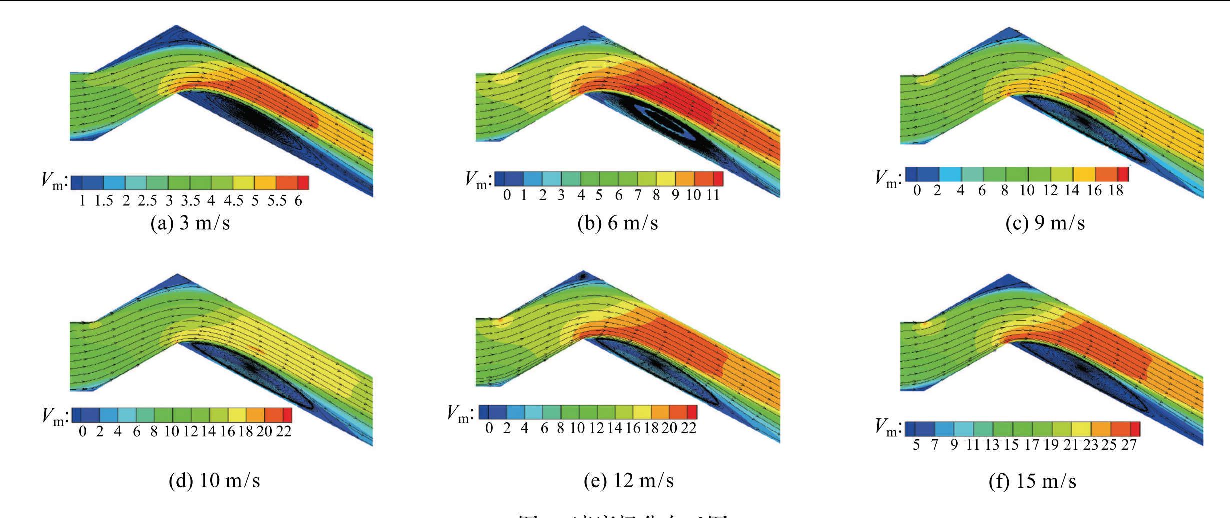


图 3 速度场分布云图
Fig. 3 Velocity field distribution

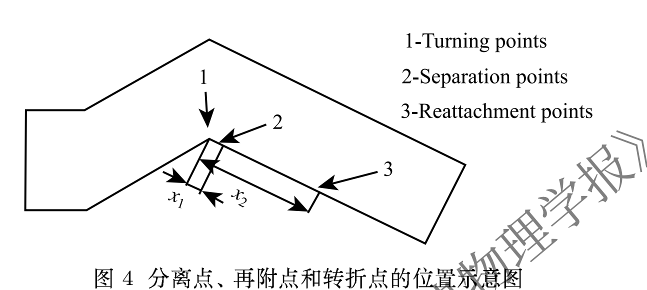


图 4 分离点、再附点和转折点的位置示意图
Fig. 4 Diagram of separation points, reattachment points and turning point position

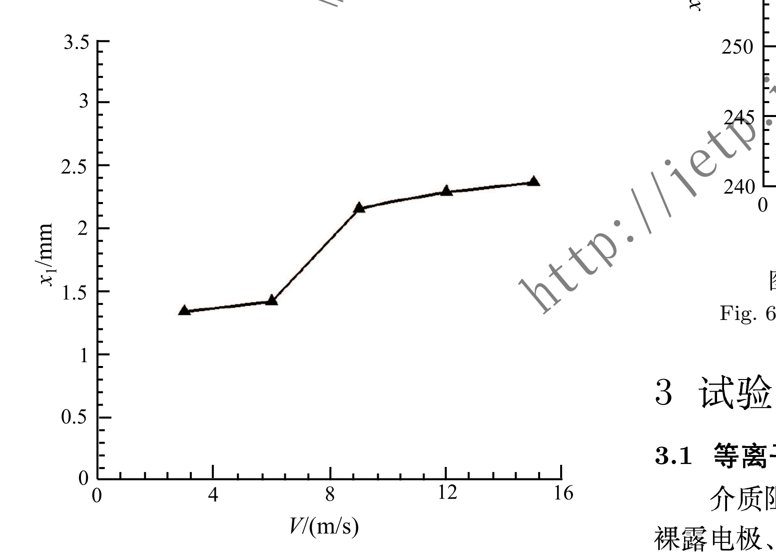


图 5 x_1 与来流速度 V 之间的关系曲线
Fig. 5 The curves of $x_1$and the flow velocity V

图 6 给出了 x_2 与来流速度 V 关系曲线，可以发现随着来流速度的逐渐增加，再附点与转折点的位置先增加后急剧下降，最后趋于平稳，再附点的位置主要集中于距离转折点 250 mm 的位置附近，进而确定了激励器的最佳贴附范围为距离转折点 2～250 mm。

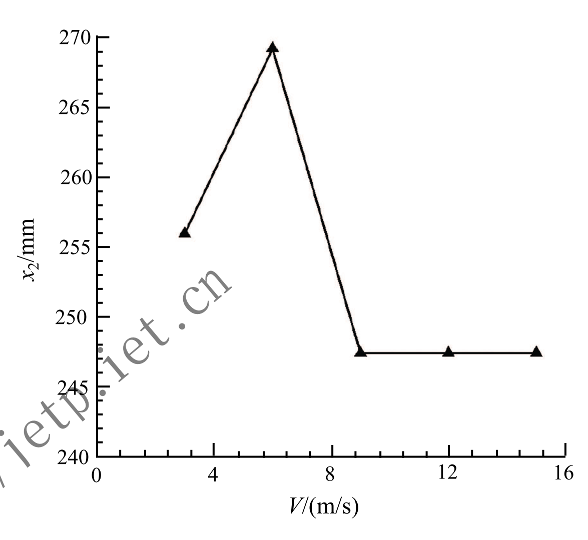


图 6 x_2 与来流速度 V 之间的关系曲线
Fig. 6 The curves of t $x_2$and the flow velocity V

3 试验原理与装置

3.1 等离子体激励原理

介质阻挡等离子体激励器如图 7 所示，该系统由裸露电极、掩埋电极和绝缘介质三部分组成。激励器的工作原理是利用高频高压电源接在两电极上，空气在高频高压电作用下发生电离，电离产生的正负离子在电场的作用下发生定向移动，并与空气中分子发生碰撞产生动量交换，诱导激励器附近的空气发生定向移动。高频高压电源的电压是正弦波，因此产生激励的方向发生周期性变化，但总的作用方向是从裸露电极到掩埋电极。

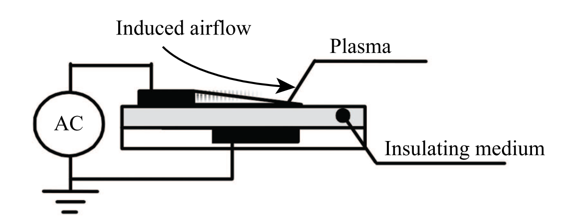


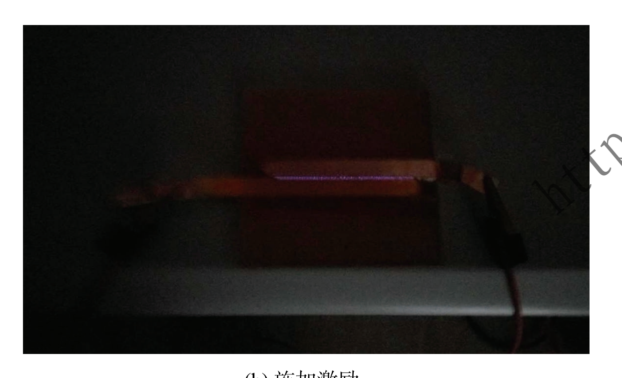
图 7 等离子体诱导气流示意图
Fig. 7 Diagram of plasma induced airflow

3.2 试验装置

本试验所采用的高频高压电源是大连海事大学物理系自制的低温等离子体试验电源，其电压调节范围为 5~20 kV，频率 10~25 Hz，输出电压波形为正弦波。等离子体激励器的绝缘介质材料为聚酰氩氨强绝缘胶带 (单层厚度 0.05 mm)，上下表面铺设铜电极 (厚 0.05 mm，宽 10 mm)，两电极放电间距 2 mm，单极激励器实物如图 8 所示。



(a) 无激励
(a) No excitation



(b) 施加激励
(b) Excitation

图 8 等离子体激励器
Fig. 8 Plasma actuator

试验模型与数值模型等比例设计，主要材料为亚克力板和光学玻璃。为保证 PIV 系统的测量条件，将非拍摄区域和非激光入射区域用亚光漆喷涂，以减少激光照射时的反射和折射现象。同时，为减弱激光散射效果，将激光投射区域和 CCD 相机捕捉方向的亚克力板改为光学玻璃以减小影响，最终得到如图 9 所示的试验件，并在图中标识出 1、2、3 处激励位置。

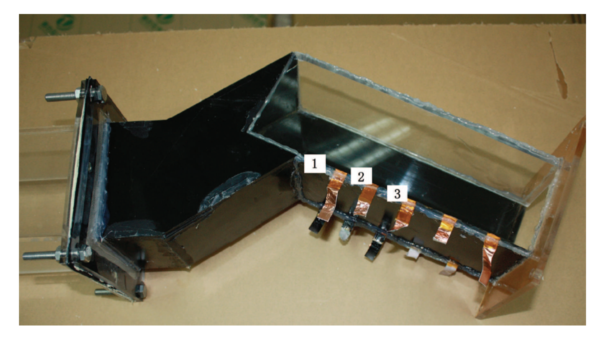


图 9 试验模型
Fig. 9 Test model

试验气源为 750 W 低噪音离心式中压风机，最大风量为 21 m^3/min。采用 220 V、0.75 kW 单相电机调速器对风机进行调速，从而控制气流流量。为保证试验来流的均匀，在试验段进口增加蜂窝结构进行碎涡稳流。

试验的测量系统为美国 TSI 公司生产的粒子成像测速系统 (PIV 系统)，并采用 TSI 公司的六射流烟雾发生器雾化食用油产生示踪粒子进行试验。整体试验台结构如图 10 所示。



图 10 试验台
Fig. 10 Test bench

4 试验结果分析与讨论

4.1 激励对出口气流纵向平均速度的影响

本文的试验风速分别为 3 m/s、6 m/s、9 m/s、12 m/s 和 15 m/s，通过对不同来流速度 PIV 测得的速度流场分析。图 11 所示为不同激励位置时测量区域出口气流纵向平均速度随来流速度变化曲线。可以

发现，在来流速度为 3 m/s 和 6 m/s 时，有无激励测量区域出口气流纵向速度没有明显变化。当来流速度为 9 m/s、12 m/s 和 15 m/s 时，施加激励比无激励的出口纵向分速大。在同一来流速条件下，1 号位置激励时，出口纵向分速最大，3 号位置激励时最小。试验结果说明激励位置越靠近气流分离的起始位置，出口气流纵向平均速度越大，对气流分离的抑制效果越明显。

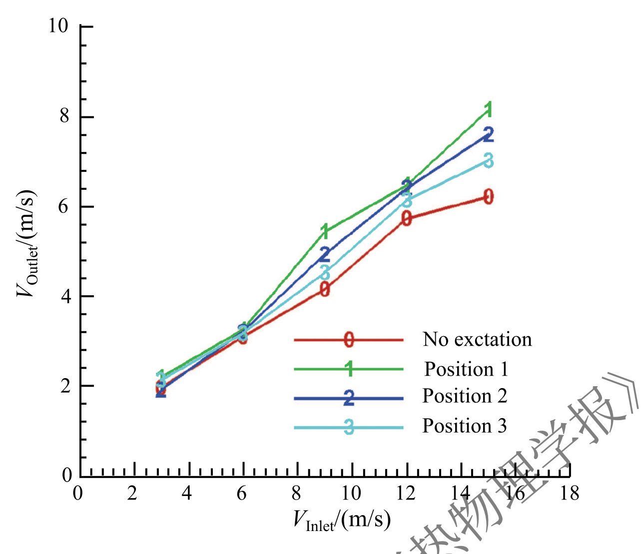


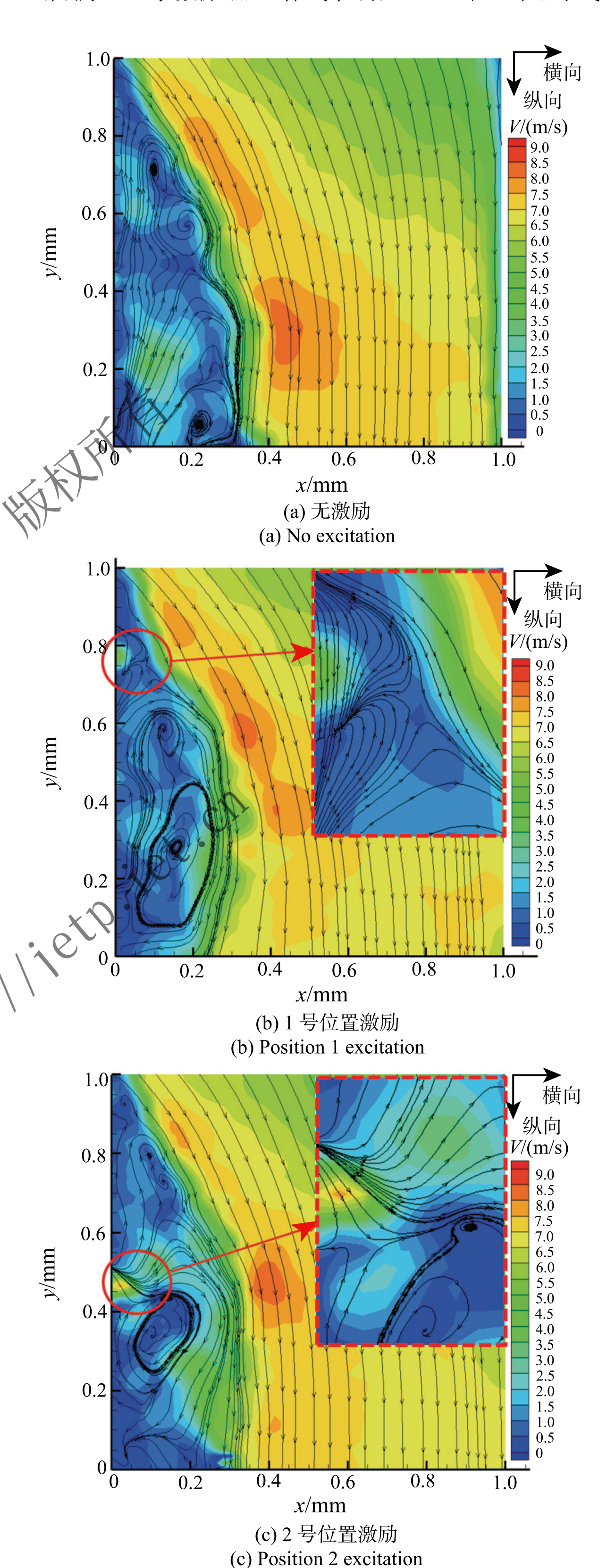
图 11 不同位置激励时纵向速度分量随进口来流速度的关系曲线

Fig. 11 Relation curves of axial velocity component with inlet flow velocity in different position excitation

4.2 激励对分离区气流流动的影响

试验中获取大量的分离位置处流场的 PIV 测量结果数据，由于篇幅关系，本文对具有代表性来流速度为 9 m/s 和 12 m/s 的试验结果进行具体分析，这两种来流速度试验结果比较明显，且该两组速度最接近惯性级工作的实际工况，可以更为准确的判断实际工况下，等离子体激励对惯性级中气流分离作用的大小。

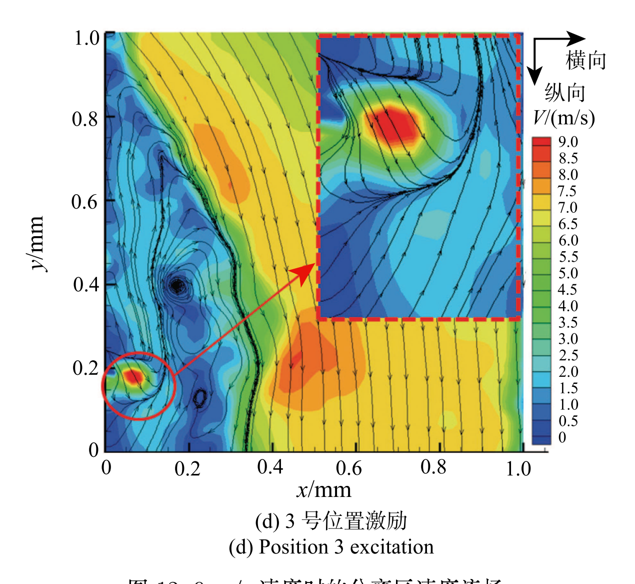
图 12 给出了来流速度为 9 m/s，激励位置不同时惯性级内的流场结构图。图 12(a) 是不施加等离子体激励时的流场结构。由于惯性级中存在较大折转，折转处气流易发生分离。图 12(b)~(d) 分别是 1、2 和 3 号等离子体激励器的诱导对气流分离的影响结果。当激励器工作时，等离子体诱导涡在分离区域注入能量，在激励器附近产生高速流体团，并使分离区域范围发生不同程度的变化。1 号激励位置处，气流流速明显增加，且流线方向与不加激励时方向相反。2 号激励器工作时，激励器附近流场流线方向先与主流方向相同，并逐渐发展成与主流区流线方向垂直，且在脱离壁面一段距离后一部分气流沿着与主流方向相反方向流动，另一部分气流沿着与主流方向相同方向流动，与分离区回流的气流汇合产生旋涡。3 号激励器工作时，贴近壁面位置处的气



(a) 无激励
(a) No excitation

(b) 1 号位置激励
(b) Position 1 excitation

(c) 2 号位置激励
(c) Position 2 excitation



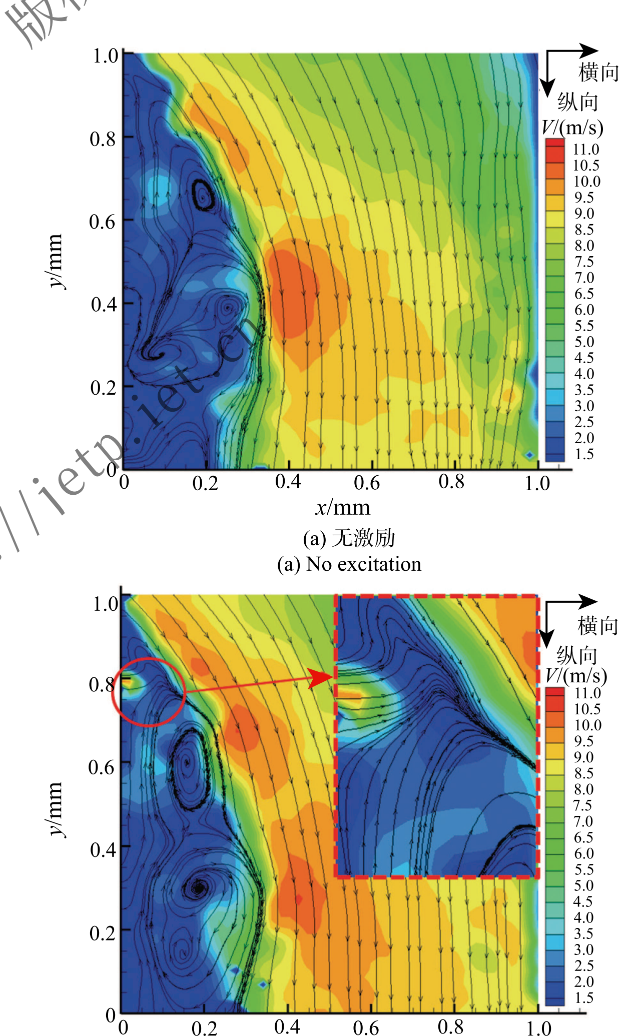
(d) 3 号位置激励
(d) Position 3 excitation

图 12　9 m/s 速度时的分离区速度流场
Fig. 12　Velocity field of separation zone at 9 m/s velocity

流也先沿着与主流区相同方向流动，与分离区回流的气流相遇后，气流发生抬升，并和回流掺混沿着回流气流方向移动。对比发现，三个激励位置中，1 号位置激励时，由于等离子体激励器在激励位置处注入能量，产生与主流方向相同的体积力，推动激励器附近气流沿着主流方向移动，从而减弱气流的分离，对分离起始位置附近气流分离的抑制效果最明显，2 次之，3 号作用效果不明显。

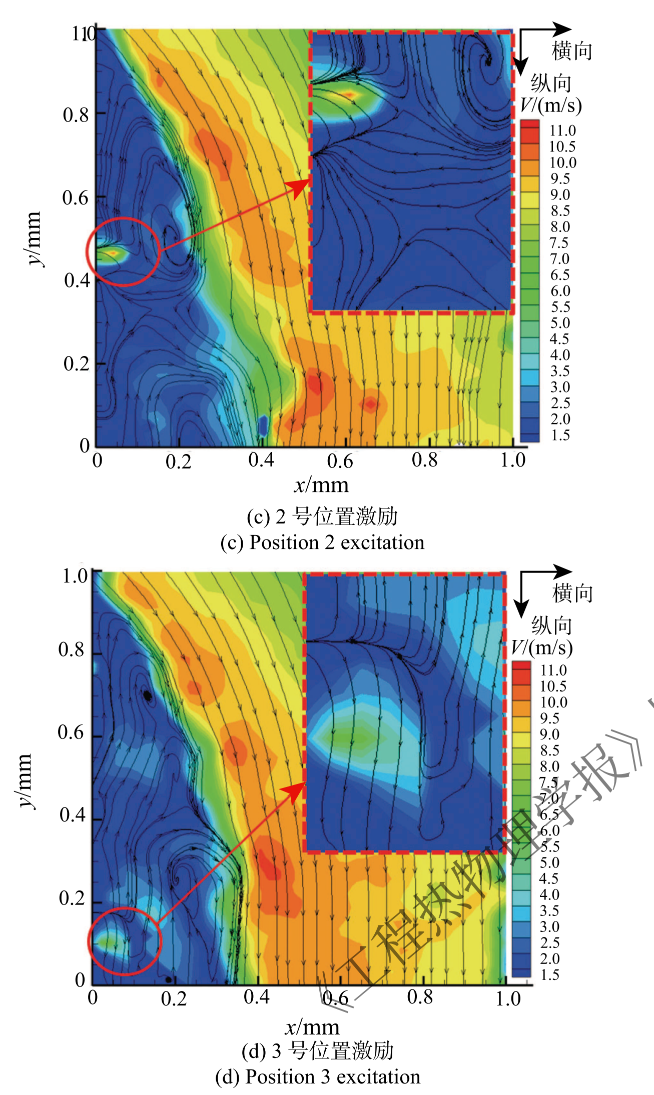
图 13 给出了来流速度为 12 m/s 时惯性级模型分离区的流场结构图。与 9 m/s 时类似，在激励诱导干预下，分离区域内的流场都有明显变化。图 13(b)~(d) 都显示出，等离子体激励器工作时，激励器附近气流流速提高，但流线方向发生不同变化。1 号激励器位置处流线方向垂直于壁面，诱导气流阻断回流，气流被抬升，在分离区边界处与主流区汇合。2 号激励位置处激励诱导气流与回流气流相遇，气流沿横向流动，随后发生分流，分别沿着与主流方向相同和相反的两个方向流动。3 号激励器工作时，贴近激励器的气流在诱导气流的作用下，沿纵向方向流动，随后与回流掺混发生横向抬升，最终沿回流方向流动。通过对比发现，1 号位置激励时，在分离起始位置处分离范围明显减小，激励对流动分离的控制效果最明显，2 号位置对分离起始位置作用效果次之，3 号位置效果最不明显。

如图 14 所示来流速度为 9 m/s 和 12 m/s 时无激励条件下各激励器附近气流纵向平均分速曲线，2 种速度下曲线变化趋势大致相同，1 号激励位置处的气流纵向分速最大，沿着纵向方向 2 号和 3 号位置处速度逐渐降低。这是由于 1 号位置处气流分离区较小，低能流体团较少，相互作用产生的损失少，回流流速较高，如图 12(a) 和图 13(a)。随着分离区域的逐渐扩大，2 号和 3 号位置处低能流体团数量增多，相互之间作用产生的损失较大，回流流速较低。因此在不同进气速度下，采用相同的激励条件，3 号位置处回流流速较小，激励器产生的激励诱导能够抑制气流回流流动，并使激励器周围气流沿着主流方向流动 (如图 13(d) 所示)，但是由于激励效果有限，诱导气流产生的影响区域仅占横向范围的 15%左右，对其他范围内的回流影响较小。1 号激励位置处回流流速较大，诱导气流无法完全抑制气流回流流动，仅在激励位置附近阻断气流回流，并与回流相互作用使气流发生流向主流区域的横向流动，抑制了激励器上游的气流分离 (如图 12(b) 所示)，且由于 1 号位置分离区域较小，激励器产生的加速范围约占该位置分离区 50%范围以上，对分离的抑制效果较 2 号和 3 号位置更明显。



(a) 无激励
(a) No excitation

(b) 1 号位置激励
(b) Position 1 excitation



(c) 2 号位置激励
(c) Position 2 excitation

(d) 3 号位置激励
(d) Position 3 excitation

图 13 12 m/s 速度时的分离区速度流场
Fig. 13 Velocity field of separation zone at 12m/s velocity

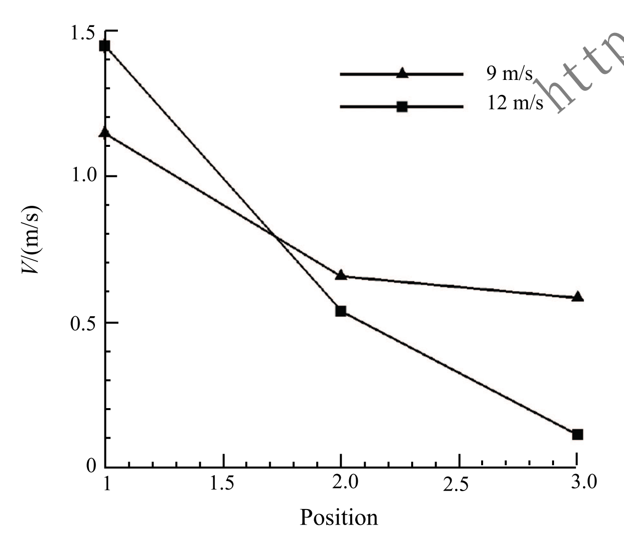


图 14 无激励情况下 3 个激励位置附近气流纵向分速曲线
Fig. 14 The velocity distribution curve of the air current in the vicinity of 3 exciting positions without excitation

通过上述分析，激励位置越靠近分离的起始点，抑制气流分离的效果越明显，分离范围减小。这是由于激励的影响范围较小，而分离起始位置处分离范围较小，低能流体团较少，激励产出的诱导气流能够有效抑制气流的分离；而在分离较大区域内，激励器的诱导能力有限，产生的高速流体团的横向影响范围较小，仅占横向方向的 15%，无法完全抑制气流分离。因此在今后的试验研究中，可以采用大功率试验电源和多级双极性电极，提高等离子体激励效果，进一步研究等离子体激励对惯性级中分离的控制。

5 结 论

本文采用粒子图像测速系统，研究了等离子体激励对惯性级内部分离流动的抑制作用，探讨了激励位置对抑制作用和流动损失的影响，得到以下结论：

1) 定常数值计算的结果显示，在惯性级的大分离区位置处，随着来流速度的逐渐增加，分离点的位置逐渐远离转折点，且变化趋势逐渐减弱；相反，再附点的位置逐渐靠近转折点，变化趋势也逐渐减弱；分离区域的径向影响范围也随着来流流速的增加而减小。

2) PIV 系统测得的速度场显示在同一来流条件下，激励位置越靠近分离点，出口流速的纵向分速越大，对气流分离的控制效果越明显。

3) 等离子体激励在回流速度较低位置处，能够有效抑制回流流动，并在诱导气流的作用下使气流沿着回流相反方向流动；在回流流速较高位置处，能够阻断该位置处气流回流，并导致回流气流抬升。

参 考 文 献

[1] 李国镔. 低速复合式船用进气滤清器性能研究 [D]. 哈尔滨工程大学, 2008
Li Guobin. Study on Performance of Intake Air Filter for Low Speed Composite Marine [D]. Harbin Engineering University, 2008

[2] 魏乾星. 舰船用燃气轮机进气滤清器性能数值研究 [D]. 大连海事大学, 2012
Wei Qianxing. The Numerical Simulation of Marine Moisture Separators [D]. Dalian Maritime University, 2012

[3] 王玉玲, 高超, 郝江南, 等. 不同类型多级等离子体激励器诱导气流的力学特性研究 [J]. 航空工程进展, 2015(3): 279–286
Wang Yuling, Gao Chao, Hao Jiangnan, et al. Investigation on Mechanical Properties of the Airflow Induced by Different Kinds of Multi-DBD Plasma Actuators [J]. Advances In Aeronautical Science And Engineering, 2015(3): 279–286

[4] 李应红, 吴云, 梁华, 等. 提高抑制流动分离能力的等离子体冲击流动控制原理 [J]. 科学通报, 2010(31): 3060–3068
LI Yinghong, WU Yun, LIANG Hua, et al. The Mechanism of Plasma Shock flow Control for Enhancing Flow Separation Control Capability [J]. Chinese Science Bulletion. 2010(31): 3060–3068
[5] Moreau E. Airflow Control by Non-thermal Plasma Actuators [J]. Journal of physics D: Applied Physics, 2007, 40(3): 605–636
[6] 王林, 罗振兵, 夏智勋, 等. 高速流场主动流动控制激励器研究进展 [J]. 中国科学: 技术科学, 2012, 42(10): 1103–1119
WANG Lin, LUO Zhenbing, XIA Zhixun, et al. Review of Actuators for High Speed Active Flow Control [J]. Science China: Technological Sciences, 2012, 42(10): 1103–1119
[7] 张屹. 基于 DBD-PA 的主动流动控制实验研究 [D]. 上海交通大学, 2014
Zhang Yi. The Experimental Studies of Active Flow Control Based on Dielectric-barrier-discharge Plasma [D]. Shanghai Jiao Tong University, 2014
[8] Corke T C, Enloe C L, Wilkinson S P. Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control [J]. Annu. Rev. Fluid Mesh, 2010, 42(1): 505–529
[9] Post M L, Corke T C. Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators [J]. AIAA Journal, 2004, 42(11): 2177–2184
[10] 安治永, 李益文, 李应红, 等. 非对称等离子体激励器的电场仿真 [J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2007, 8(2): 49–52
An Zhiyong, Li Yiwen, Li Yinghong, et al. The Electric Field Simulation of Asymmetric Plasma Actuator [J]. Journal of AirForce Engineering University: Nature Science Edition, 2007, 8(2): 49–52
[11] 宋慧敏, 李应红, 沣亭. 离子体电流体动力激励器的建模与仿真 [J]. 高电压技 2006, 32(3): 72–74
Song Huimin, Li Yinghong, Wei Fengting, et al. Modeling and Simulation of Plasma Electro Hydrodynamic Actuator [J]. High Voltage Engineering, 2006, 32(3): 72–74
[12] Roth J, Sherman D, Wilkinson S. Electrohydrodynamic Flow Control With a Glow-discharge Surface Plasma [J]. AIAA Journal, 2000, 38(7): 1166–1172
[13] 何伟, 牛中国, 潘波, 等. 等离子抑制翼尖涡实验研究 [J]. 工程力学, 2013, 30(05): 277–281
HE Wei, NIU Zhongguo, PAN Bo, et al. Study on Experiments for Suppressing Wingtip Vortices With Plasma [J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(05): 277–281
[14] 王学德, 赵小虎, 王路成, 等. 等离子体气动激励特性及其抑制叶栅流动分离的实验研究 [J]. 核聚变与等离子体物理, 2013, 33(4): 366–373
Wang Xuede, Zhao Xiaohu, Wang Lucheng, et al. Experimental Research on the Characteristic of Plasma Aerodynamic Actuation and Flow Separation Control on a Compressor Cascade [J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 2013, 33(4): 366–373
[15] 方弘毅, 李光里, 杨波, 等. 离子体控制翼型流动分离实验 [J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(04): 18–22
FANG Hongyi, LI Guangli, YANG Bo. Experiment Investigation on Airfoil Separation Control by Plasma [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(04): 18–22
[16] 王斌, 李华星, 郝江南. 新型等离子体激励器对流动分离点控制 [J]. 实验流体力, 2013, 27(02): 31–34
WANG Bin, LI Huaxing, HAO Jiangnan. Low Separation Point Control by New Plasmas Actuator [J], Joural of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(02): 31–34